

小型ソーラー電力セイル 「IKAROS」の開発

梅里 真弘・岡橋 隆一

要 旨

ソーラー電力セイルは、太陽からの光子の運動量を利用した推進と、電気推進機関を組み合わせる航行する探査機であり、木星及びトロヤ群小惑星を目指し、将来の外惑星探査で必須となる技術実証を目的とした中型実証機です。小型ソーラー電力セイル「IKAROS」は、中型実証機計画における開発リスク軽減のため、大型膜面の展開、電力セイルによる発電、及びセイルによる光子加速/航行技術について、世界初の先行実証に成功しました。本稿では、NECが担当したIKAROSのバス技術の開発について報告します。

キーワード

●ソーラーセイル ●外惑星探査機 ●薄膜太陽電池 ●スピン衛星 ●深宇宙

1. はじめに

現在主流の化学エンジンを使ったロケットは、宇宙航行システムの推進エネルギーという観点では、あくまで二次的な解決手段でしかなかったと考えられます。太陽光エネルギーによるソーラーセイルの航行システムは、エネルギー問題を極度に単純化し、半永久的に加速し続けることで、結果として、相対的に短い時間で速い速度へと到達させることができます。IKAROSの成功により、太陽系航行システムの新たなコンセプトが確立されました。このなかでNECは、深宇宙探査機のテレメトリコマンド、測距、データ伝送、姿勢制御など、バス技術を支えています。本稿では、IKAROSシステムの概要とともに、バス開発のなかで独自の工夫が必要であった開発項目を中心に報告します。

2. IKAROSシステムの概要

IKAROSの打ち上げ時の外観を **図1** に示します。IKAROSはスピン衛星であり、打ち上げ時は膜面を巻き付けたドラム缶のような形状をしています。 **図2** にIKAROSのアダプタ収納状態図を示します。IKAROSはH-II A 17号機のIKAROS搭載アダプタ内に搭載され、金星探査機「PLANET-C」（あかつき）に相乗りすることにより打ち上げられました。また、分離カメラで撮影した軌道上外観を **写真1** に示します。

IKAROSの主要諸元を以下に示します。

(1) 構造系

- ・ 本体形状：円筒（直径1.6m、高さ1m）
- ・ 膜面形状：正方形（一辺14m、厚さ7.5 μ m）
- ・ 重量：315kg（膜面15kg、燃料20kg）

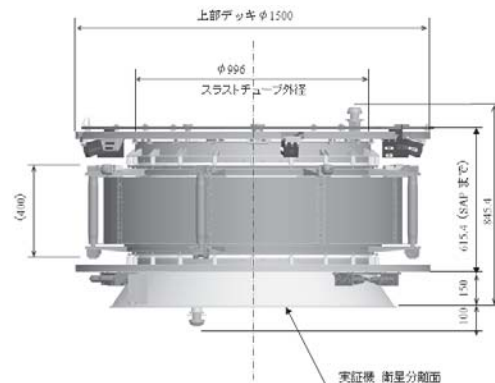


図1 IKAROS打ち上げ時の外観

(2) 熱制御系

- ・ SAP、ミッション部、推進系を断熱、下部パネルから排熱
- ・ 推進系タンクからスラストモジュールまで温度勾配
- ・ HCEによるヒータ制御、温度管理

(3) 通信系

- ・ Xup/Xdown、コヒーレントトランスポンダ
- ・ ダウンリンクビットレート
512bps以上 (初期運用)
16bps以上 (定常運用)

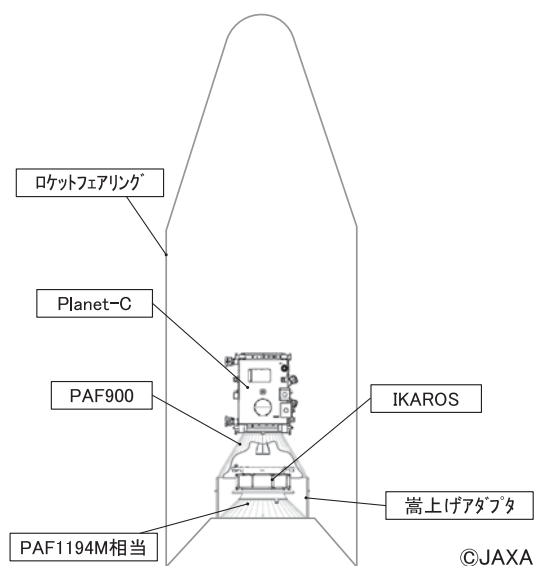


図2 IKAROSのアダプタ収納状態図

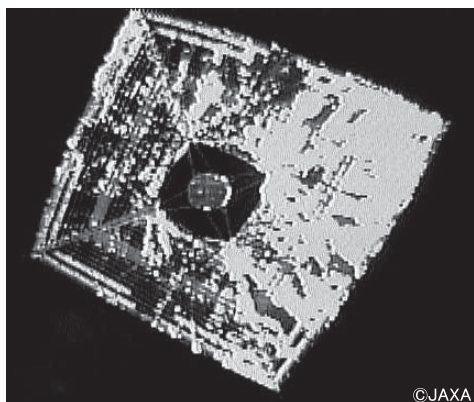


写真1 IKAROSの軌道上外観

(4) アンテナ

- ・ LGA (2個)、MGA (1個) で全範囲をカバー

(5) 電源系

- ・ シリーズスイッチングレギュレータ非安定50Vバス
- ・ 上部パネルのSAPにより電力を賄う
- ・ SAP発生電力：230W以上 (6カ月間)
- ・ 搭載2次電池はピーク電力時に対応

(6) データ処理系

- ・ テレメトリ生成、コマンド処理、DR
- ・ 自律制御：
リクエストコマンド、汎用自律化機能
- ・ 自動制御：
タイムライン、マクロコマンド、システムタイマ

(7) 姿勢系

- ・ シングルスピン方式、パッシブ姿勢安定化 (ND)
- ・ スピン遠心力にて膜面を展開、展張
- ・ 制御モード：
スピンレート制御
スピン軸マヌーバ制御
太陽角制御、ANC
- ・ 姿勢決定：SAS太陽角、RF地球角
- ・ その他のセンサ：3軸ジャイロ (ANC、姿勢計測)

(8) 推進系

- ・ 気液平衡スラスタ、冗長系
- ・ 推力：0.4N、比推力：40s程度

3. 機械系開発項目**3.1 ロケットインタフェース**

IKAROSは開発当初より、PLANET-Cの振動環境緩和のためのダミーマス (800kg) の位置付けであり、800kgのうち315kgをIKAROSの質量としていました。ミッション部の重量に相当する70kgがセイル膜を含むため、剛性にどう寄与するか予測できません。このため、ダンパーとして寄与する有効質量は230kgと仮設定して開発を進めました。その後、ロケット側で「衛星アダプタ+IKAROSモデル」のコンフィギュレーションで結合解析した結果、有効質量230kg搭載時の全体固有値が40~45Hzに設定されなければ、ダンパーとして寄与しないことが判明しました。40Hzを切るとIKAROSの環境が悪化

小型ソーラー電力セイル「IKAROS」の開発

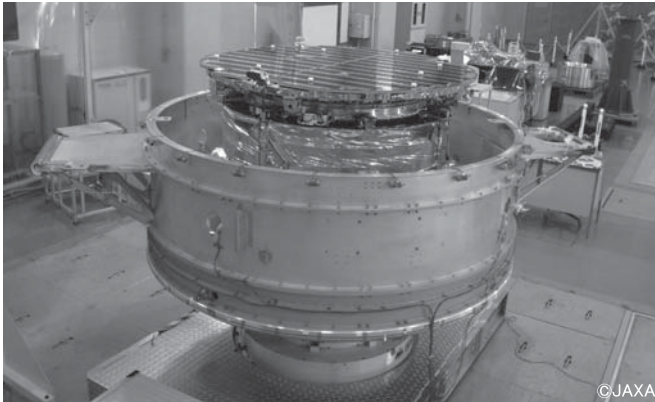


写真2 モーダルサーベイ試験実施状況

し、45Hzを越えるとPLANET-Cの環境が悪化します。このため、ノミナルで衛星アダプタ+IKAROSの固有値を48.3Hzに設計し、結合状態でモーダルサーベイ試験を実施して45Hzを超えた場合、アダプタに74kgまでのダミーマスを搭載できるように設計しました。総合試験中に実施したモーダルサーベイの結果、計測結果は41.0Hzであり、ダミーマスを搭載しなくても規格を満たすことが確認できました。試験実施状況を写真2に示します。

3.2 衛星質量特性

IKAROSは軌道上でスピンによる遠心力で膜を展開します。複雑な展開シーケンスを実現するため、膜面の幾何学中心（Z=380mm）からの縦方向重心位置は、Z=380+30、-10[mm]の公差に収める必要がありました。また、ロケットからの構造解析上の制約として、 $47.5 < I_{xx}、I_{yy} < 51.5[\text{kg} \cdot \text{m}^2]$ 。更に、ロケットインタフェースとして、質量 $315+0、-10[\text{kg}]$ 、横方向重心位置 $\text{SQRT}(X^2+Y^2) < 10[\text{mm}]$ が規定されており、この制約の元で可能な限りスピン軸の傾きをゼロに調整する必要がありました。この調整のため総合試験のなかでスピンバランス試験を実施し、衛星の静動バランスを、バランススウェイトを取り付けることにより調整しました。

4. 搭載機器の開発

ここからは、通常の宇宙機の開発と異なったIKAROS固有の搭載機器の設計・製造（調達）について述べます。

4.1 機器の開発方針

IKAROSは短納期・低コストを実現する必要があったため、新規開発の機器を極力減らし、既設計品や別プロジェクトのフライト品、過去の衛星のPM品まで活用する方針としました。

IKAROSで利用した主な搭載機器と、既設計搭載機器を表1と表2にまとめます。これらの機器は、電源系、通信系、データ処理系、姿勢系の主要機器です。

更にレートジャイロ（RG）は過去の衛星の実績（わいめい）から民生品を採用しています。新規開発品は2機器（PCUとDRU）にとどめることで、短納期/低コストに大きく貢献しています。

PCUは搭載機器への電源分配及びBATの充放電制御を司る機器です。電源分配は衛星ごとに固有であることから新規開発となりました。

DRUは、前述の利用機器で不足する機能を一手に引き受けた機器です。打ち上げシーケンス処理、ノンインテリジェント機器に対するテレメトリ/コマンド処理、姿勢制御処理、ヒータ制御処理と多機能です。これにより新規開発項目を1つの機器に集中させることで開発効率を上げ、小型衛星にカスタマイズできる利点があります。IKAROSの機器開発は、IKAROS独特のキーとなる技術のみに集中し、信頼度の高い既

表1 利用搭載機器

コンポーネント	流用元	レベル
ND	LUNAR-A	FM品
バッテリー	LUNAR-A	FM品
SSAS-S	LUNAR-A	FM品
SSAS-E	LUNAR-A	FM品
SSR	はやぶさ	PM品

表2 既設計搭載機器

コンポーネント	流用元
DHU	Planet-C
XTRP	Planet-C
SSPA	Planet-C
XDIP	Planet-C
XSW	あかり
XLGA	Planet-C
SCP	P-C or 海外

存の機器を幅広く活用することで、効率化を図っています。

4.2 ロケット分離時の制御

IKAROSはピギーバック衛星の位置付けのため、ロケット打ち上げ後に電源がONとなるコールドロンチ方式でした。H-II Aから分離する前にH-II A側からのパルスコマンドをもらって、BATによる電力供給を開始することでIKAROSの電源をONにします。IKAROSはH-II A側からの要求により、H-II Aから分離後200秒間は電波の出力が禁止されています。このためIKAROSは、H-II Aからの分離を検知してタイマシーケンスを開始します。IKAROSがH-II Aから分離された直後のタイマシーケンスを図3に示します。タイマシーケンスの制御は先に述べたDRUが実施します。

4.3 ヒータ制御の方式

IKAROSの軌道は全日照で、常に太陽電池から電力が供給

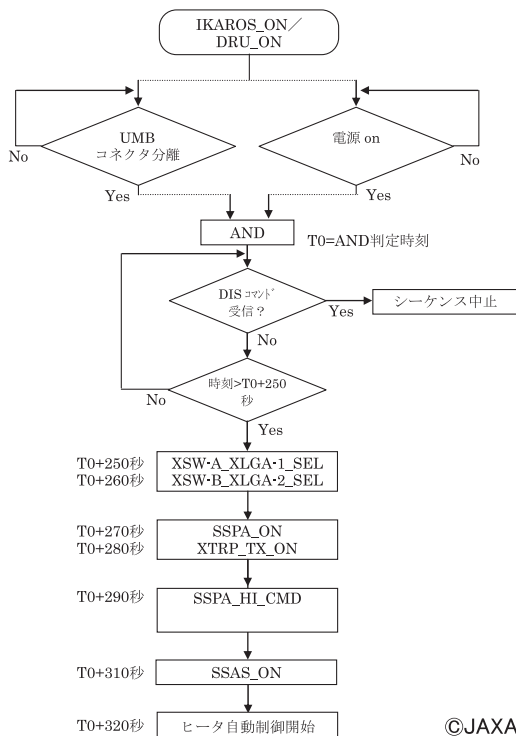


図3 分離直後のタイマシーケンス

されますが、その電力収支は非常に厳しく、一定以上のヒータchがONになると、電力不足からロックアップして太陽電池から十分な電力供給ができなくなってしまいます。このため、同時にONにできるヒータchを時分割で制限するデューティ制御を行っています。デューティ制御は、一定時間ごとにONにするchのパターンを衛星内に登録しておき、そのパターンを切り替えることでヒータのON/OFFを制御するものです。あらかじめ熱解析結果から、温度をある一定範囲内に制御するためのヒータデューティを計算しておき、そのデューティで制御させるものです。この方法は、温度が周期的に変化しても安定して温度範囲に制御できるときには有効ですが、高温時と低温時の温度によってデューティを変更する必要がある場合には、何らかの対策を取る必要があります。

IKAROSは軌道や姿勢によりIKAROS内部の温度環境が変わることや、制御すべき温度範囲が狭いことから、デューティはその時点で適したものに変更する必要がありますが、通信回線の細さから頻繁に変更することはできません。

このためIKAROSでは、通常のデューティ制御が時分割でヒータchをONまたはOFFとするのに対して、ヒータchのONを許可/禁止する設計としました。許可されたchは、温度を検知して定められた温度以下のときのみヒータをONにします。この方法では、最も温度が低くなるときのデューティを設定しておけば、温度が高くなるとそのchのヒータはONにならないため、低温側/高温側ともに1つのデューティ設定で温度制御を実現できます。このヒータ制御もDRUが実施しています。

5. おわりに

IKAROSの成功により、NECが保有する「はやぶさ」以来の深宇宙探査機の要となるバス系技術が、更に確実なものに位置付けられました。また、NECが目標としている、宇宙ソリューション事業の展開に直結する基盤技術構築の一助となったものと考えられます。

執筆者プロフィール

梅里 真弘
航空宇宙・防衛事業本部
宇宙システム事業部
エキスパート

岡橋 隆一
NEC航空宇宙システム
宇宙・情報システム事業部
第一技術部
主任

NEC 技報のご案内

NEC 技報の論文をご覧くださいありがとうございます。
ご興味がありましたら、関連する他の論文もご覧ください。

NEC技報WEBサイトはこちら

NEC技報(日本語)

NEC Technical Journal(英語)

Vol.64 No.1 宇宙特集

特別寄稿：宇宙ソリューションで社会に貢献する時代へ
宇宙特集によせて
宇宙事業ビジョンとロードマップ
NECのグローバルな宇宙ソリューション事業への取り組み

◇ 特集論文

ロードマップ実現に向けた取り組み

宇宙技術とIT・ネットワーク技術の融合
宇宙分野におけるグローバル市場への参入戦略
「宇宙利用」のためのサービス事業の推進
先進的宇宙システム「ASNARO」の開発

ロードマップの実現を支える技術と製品(人工衛星/宇宙ステーション)

国際宇宙ステーション日本実験棟「きぼう(JEM)」の開発
金星探査機「あかつき」の開発
小型ソーラー電力セイル「IKAROS」の開発
月周回衛星「かぐや」の開発
地球観測衛星(陸域観測技術衛星)「だいち」の開発
超高速インターネット衛星「きずな」の開発
総合宇宙利用システムの普及を促進する小型SAR衛星技術

ロードマップの実現を支える技術と製品(衛星地上システム)

衛星運用を支える地上システム
衛星データの利用を促進する画像処理システム

ロードマップの実現を支える技術と製品(衛星バス)

リモートセンシング事業を迅速に立ち上げる標準プラットフォーム「NEXTAR」
衛星機器を構成する標準コンポーネント

ロードマップの実現を支える技術と製品(通信)

衛星通信を支える通信技術
世界で活躍する衛星搭載用中継機器

ロードマップの実現を支える技術と製品(観測センサと応用技術)

観測衛星「いぶき」を支えた光学センサ技術と展望
全地球上の雨と雲を観測する電波センサ技術
リモートセンシングデータの向上を実現するSAR画像処理技術
衛星画像を活用した産業廃棄物監視システム

ロードマップの実現を支える技術と製品(基盤技術)

宇宙技術を支える基盤技術や開発プロセス
月惑星探査を支える軌道計画と要素技術
宇宙用耐放射線性POL DC/DCコンバータの開発
宇宙開発向けプリント配線板の認定状況と今後の展開

ロードマップの実現を支える技術と製品(誘導制御計算機)

ロケット用誘導制御計算機の変遷と展望

小惑星探査機「はやぶさ」

小惑星探査機「はやぶさ」の開発と成果

◇ NEC Information

NEWS

NEC C&C財団25周年記念賞表彰式開催



Vol.64 No.1
(2011年3月)

特集TOP